Ein Beitrag zur Lösung des Problems der Verkürzung von Start und Landung bei Flugzeugen

VON DER
TECHNISCHEN HOCHSCHULE ZU BRESLAU
ZUR ERLANGUNG
DER WÜRDE EINES DOKTOR-INGENIEURS
GENEHMIGTE

DISSERTATION

VORGELEGT VON

DIPL.-ING. RUDOLF JAESCHKE
AUS SAARAU
KREIS SCHWEIDNITZ

REFERENT:
PROF. DR. W. SCHMEIDLER

KORREFERENT:
PROF. DR.-ING. L. MANN

TAG DER MÜNDLICHEN PRÜFUNG:
28. MÄRZ 1930

DRUCK VON R. OLDENBOURG, MÜNCHEN 1931

Ein Beitrag zur Lösung des Problems der Verkürzung von Start und Landung bei Flugzeugen

VON DER
TECHNISCHEN HOCHSCHULE ZU BRESLAU
ZUR ERLANGUNG
DER WÜRDE EINES DOKTOR-INGÉNIEURS
GENEHMIGTE

DISSERTATION

VORGELEGT VON

DIPL.-ING. RUDOLF JAESCHKE
AUS SAARAU
KREIS SCHWEIDNITZ

REFERENT:
PROF. DR. W. SCHMEIDLER

KORREFERENT:
PROF. DR.-ING. L. MANN

TAG DER MÜNDLICHEN PRÜFUNG:
28. MÄRZ 1930

DRUCK VON R. OLDENBOURG, MÜNCHEN 1931

R. UNIV.
BIBLIOTHEEK
LEIDEN

Erscheint auch in der „Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt", Jahrgang 22, 1931

Inhaltsangabe.

1. Einleitung.
2. Allgemeine Gesichtspunkte.
   a) Wege zur Verkürzung der Start- und Landestrecke.
   b) Der Vorschlag von Prof. Schmeidler und seine aerodynamische Durchführung.
   c) Allgemeine konstruktive Durchführung.
3. Konstruktive Durchbildung der veränderbaren Fläche beim Versuchsflugzeug der T. H. Breslau.
4. Ein Flugzeug mit über die ganze Spannweite veränderbarer Tragfläche.
   a) Der Entwurf des Flugzeuges.
   b) Auswertung des rechnerischen Leistungsnachweises.
5. Vorschlag zur Konstruktion eines Anhängerflugzeuges.
6. Zusammenfassung.
7. Bedeutung der benutzten Formelzeichen.
8. Literaturverzeichnis.

1. Einleitung.

Die Entwicklung im deutschen Flugwesen beginnt, dem Zwange der bei uns immer mehr angestrebten unerläßlichen Wirtschaftlichkeit des Luftverkehrs folgend, zwei Richtungen erkennen zu lassen: Den Bau riesiger Verkehrsflugzeuge zur Überwindung großer Strecken im Land- und Seeverkehr und den Bau des wohlfeilen Kleinflugzeuges für kürzere Strecken vornehmlich über Land. Beiden Richtungen gemeinsam ist die der geforderten Wirtschaftlichkeit Rechnung tragende Tendenz des Schnellverkehrs, der für Start und Landung besondere Schwierigkeiten und Gefahren birgt; grundverschieden sind dagegen die Wege zur Beseitigung dieser Schwierigkeiten.

Es liegt in der Natur des Langstreckenluftverkehrs, daß er, ebenso wie der Transozeanschiffsverkehr, sich unter Einsetzung großer und größter Aggregate auf einzelnen

Linien zwischen wenigen Welthäfen abspielen wird. Damit ist aber als bester Weg zur Beseitigung der Nachteile dieses Schnellverkehrs eindeutig gegeben: eine gute Bodenorganisation, zu der vor allen Dingen ausgedehnte zementierte Start- und Landebahnen, wenige (Mehrmotorenflugzeuge!) gutverteilte Notlandeplätze und hinreichende Streckenbefeuerung gehören.

Im Gegensatz hierzu muß der Kurzstreckenverkehr der Zukunft, will er wirtschaftlich arbeiten, auf all diese Bodenorganisation verzichten können. Ausgedehnte Flugplätze guter Beschaffenheit verschlingen derartige Summen in Anlage und Unterhaltung, daß nur Großstädte sich solche leisten können.

Der Kleinluftverkehr und auch der Flugsport müssen, bevor sie sich gesund entwickeln können, unabhängig von kostspieligen Bodenorganisationen werden. Die Kleinflugzeuge, deren Größe man 1- bis 4sitzig annehmen kann, müssen auf wenigen Hektar großen Plätzen starten und landen können. Jede Kleinstadt wird einen derartigen Platz nahe der Stadtmitte bereitstellen und unterhalten können und die Kosten für den Flugbetrieb werden denkbar gering zu halten sein. Seit einem reichlichen Jahrzehnt bemühen sich daher Wissenschaft und Technik ernstlich um die Lösung der Aufgabe, Flugzeuge mit kurzer Start- und Landestrecke zu schaffen.

2. Allgemeine Gesichtspunkte.

a) Wege zur Verkürzung der Start- und Landestrecke.

Versuche mit Katapult oder Rakete bzw. mit Fangseil oder Drehflügeln haben nur Teilerfolge entweder für den Start oder für die Landung gebracht. Bei weitem die beste Lösung stellt nach dem heutigen Stande das Lachmannsche Spaltflügelsystem mit seinen Abarten dar, doch hat sich auch dieses bisher noch nicht recht einzuführen vermocht. Ganz im Gegensatz zu dem bereits ziemlich verbreiteten ausgesprochenen Leichtflugzeug, das nur scheinbar eine ideale Lösung bringt, bei näherem Zusehen jedoch praktisch recht unbrauchbar ist.

Zur überschlägigen Erkenntnis der maßgebenden Faktoren zwecks Erreichung einer Mindest-Start- und Landestrecke kann man sich auf die Betrachtung der Vorgänge beim Start beschränken. Um zunächst einen Überblick

über den Einfluß der Festwerte eines Flugzeuges auf die Startstrecke[1]), d. i. die Summe der Strecken für das Anrollen und Anschweben bis zur Geschwindigkeit des besten Steigfluges, zu erhalten, entwickelt man in der Formel

$$s = \frac{-G}{\gamma \cdot F \cdot \left(\frac{\sigma}{F} + c_{w_1} - \mu \cdot c_{a_1}\right)} \cdot \ln\left(1 - \frac{G}{S_0 - \mu \cdot G} \cdot \frac{\frac{\sigma}{F} + c_{w_1} - \mu \cdot c_{a_1}}{c_{a_2}}\right)$$

den logarithmischen Faktor in eine Reihe

$$\ln(1-y) = -y - \frac{y^2}{2} - \frac{y^3}{3} - \frac{y^4}{4} - \ldots,$$

die man mit einem kleinen Fehler auch schreiben kann

$$\ln(1-y) \cong -y - \frac{y^2}{2} - \frac{y^3}{2} - \ldots = -y - \frac{y^2}{2} \cdot (1 + y + y^2 + \ldots)$$

und deren Summe dann

$$\ln(1-y) \cong -y - \frac{y^2}{2 \cdot (1-y)} \text{ ist.}$$

Der hierbei gemachte Fehler ist höchstens

$$\frac{y^3}{2 \cdot (1-y)},$$

d. h. er beträgt bei den hier in Frage kommenden Flugzeuggrößen $3 \div 6\%$ des Startweges. Die Startformel geht sodann über in die Näherungsformel

$$s = \frac{G^2}{\gamma \cdot F \cdot c_{a_2} \cdot (S_0 - \mu \cdot G)} \cdot \left[1 + \frac{G \cdot \left(\frac{\sigma}{F} + c_{w_1} - \mu \cdot c_{a_1}\right)}{2 \cdot c_{a_2} \cdot (S_0 - \mu \cdot G) \cdot \left(1 - \frac{G \cdot \left(\frac{\sigma}{F} + c_{w_1} - \mu \cdot c_{a_1}\right)}{(S_0 - \mu \cdot G) \cdot c_{a_2}}\right)}\right],$$

[1]) Eine genaue Berechnung der Start- und Landestrecke erfolgt bei dem weiter unten behandelten Flugzeugtyp; im übrigen wirken die meisten Faktoren gleichmäßig auf die Verkürzung von Start und Landung.

worin der zweite Faktor, wie die Übereinstimmung zahlreicher Beispiele zeigt, etwa 1,2 beträgt. Setzt man ferner den für $\gamma = 1{,}25$ kg/m³ durch die Erfahrung bestätigten Wert

$$S_0 = 4 \cdot N \cdot \sqrt[3]{\frac{F}{N}},$$

so erhält man die für vorliegenden Vergleichszweck durchaus brauchbare Startformel:

$$s = \frac{1{,}2 \cdot \frac{G}{F}}{\gamma \cdot c_{a_2} \cdot \left[4 \cdot \sqrt[3]{\frac{F}{G} \cdot \left(\frac{N}{G}\right)^2} - \mu \right]}.$$

Nimmt man zum Vergleich die Luftwichte γ als gegeben und konstant an, so erkennt man die Abhängigkeit der Startlänge von der Flächenbelastung, der Leistungsbelastung, dem Auftriebsbeiwert c_{a2} und dem Reibungskoeffizienten μ.

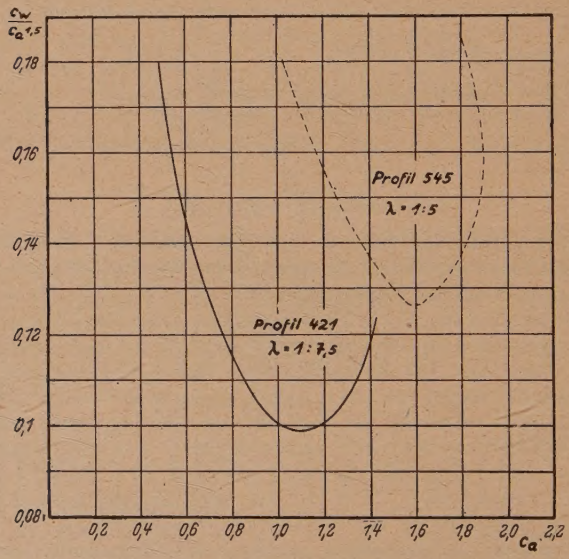

Abb. 1. Darstellung des Minimums von $\frac{c_w}{c_a^{1,5}}$ für zwei charakteristische Profile.

Bei Verkleinerung von G/F erhält man Leichtflugzeuge, die wohl für Start und Landung recht günstig sind, aber im Fluge keine praktisch brauchbaren Geschwindigkeiten erreichen. Besonders bei Überlandflügen mit starkem und böigem Wind wird das Fliegen mit sehr leichtbelasteten Flugzeugen nahezu unmöglich.

Dasselbe gilt für die Verwendung von solchen Flügelquerschnitten, für die das Minimum von $\frac{c_w}{c_a^{1,5}}$ bei einem möglichst großen c_{a2} liegt. Das sind, vgl. Diagramm Abb. 1, die stark gewölbten Profile.

Als weiteres Mittel bleibt das Herabdrücken der Leistungsbelastung, was sich aber für den angegebenen Zweck auch nicht empfiehlt, da einesteils das Fluggewicht wieder mit der stärkeren Motoranlage wächst und anderenteils die Wirtschaftlichkeit stark in Frage gestellt wird.

Bei geringem Leistungsüberschuß nimmt der Einfluß des Koeffizienten μ zu, der nicht allein von der Beschaffenheit der Startbahn abhängig ist, sondern auch erheblich von der Qualität des Fahrwerks durch die Achsreibung, Federung und Bereifung. Hier hat man also ein Mittel an der Hand, durch gute Konstruktion etwas zur Startverkürzung beizutragen.

b) Der Vorschlag von Professor Schmeidler und seine aerodynamische Durchführung.

Da für Start und Landung günstige Festwerte von G/F und c_{a2} zu geringe Fluggeschwindigkeit ergeben, liegt es nahe, durch irgendwelche Vorrichtungen Tragflächengröße oder Profilwölbung, noch besser aber: beide, während des Fluges veränderbar zu machen. Gelingt es z. B., die Tragfläche eines Flugzeuges für den Start um 50% zu vergrößern, so ergibt sich für das Beispiel A (Zahlentafel 1) nach Dia-

Zahlentafel 1.

		A	B	C	D
G	kg	520	520	630	630
F	m²	12	18	12	18
G/F	kg/m²	43,3	28,9	52,5	35,0
N	PS	35	35	75	75
G/N	kg/PS	14,9	14,9	8,4	8,4
c_{a2}		1,1	1,6	1,1	1,6

gramm Abb. 2 eine Verkürzung der Startstrecke um 210 m. Gelingt es ferner, gleichzeitig das Profil mit einem $c_{a2} = 1{,}1$ in ein solches mit $c_{a2} = 1{,}6$ umzuwandeln, so verkürzt sich der Start um weitere 70 m, das sind insgesamt etwa 63% Startverkürzung. Das mit Hilfe der vereinfachten allgemeinen Startformel aufgestellte Diagramm Abb. 2 zeigt außerdem durch zwei weitere Beispiele C und D den Einfluß der Leistungsbelastung. Die Werte für c_{a2}, ent-

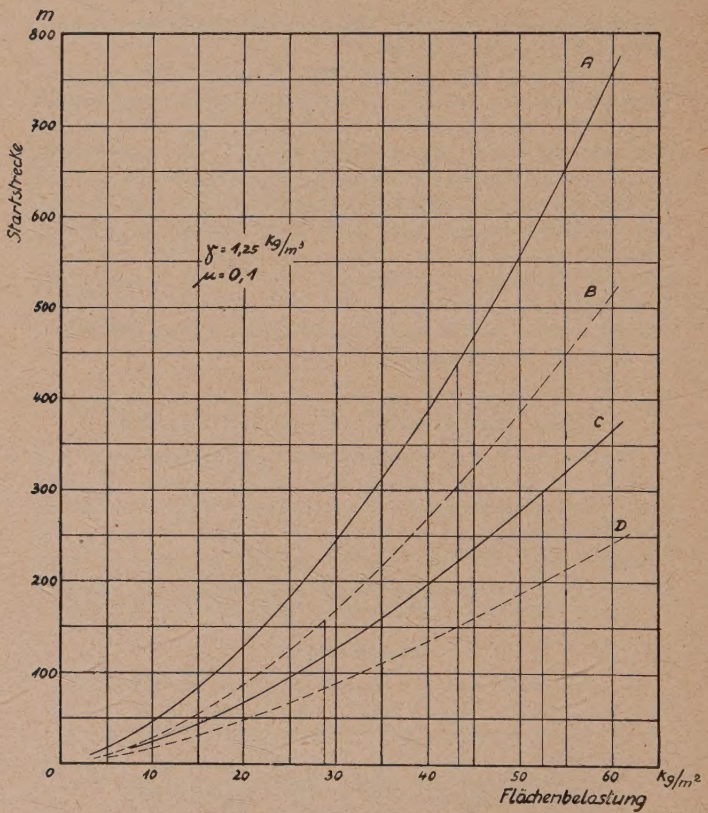

Abb. 2. Die Startstrecke in Abhängigkeit von der Flächenbelastung bei verschiedener Leistungsbelastung und verschiedenem Flügelquerschnitt.

sprechend dem Minimum von $\frac{c_w}{c_a^{1,5}}$, sind dem für die Göttinger Profile Nr. 421 und 545 aufgestellten Diagramm Abb. 1 entnommen. Wenn diese Beispiele infolge verschiedener Vernachlässigungen auch keinen Anspruch auf absolute Genauigkeit erheben können, so unterliegt doch keinem Zweifel, daß 50% Startverkürzung einen mit Hilfe dieser Methode praktisch erreichbaren Wert darstellen.

Der hier gezeigte Weg zur Verkürzung der Start- und Landestrecke von Flugzeugen wurde von Professor Schmeidler vorgeschlagen, der im März 1927 die Anregung zur Entwicklung einer praktisch verwendbaren Konstruktion gab und in der Festschrift anläßlich der Eröffnung des Erweiterungsbaues der Technischen Hochschule Breslau seine Vorschläge erstmalig veröffentlichte.

Die das Prinzip berührenden wohlbekannten deutschen, französischen und amerikanischen Patente wurden nur selten durchkonstruiert und noch seltener ausgeführt. Jeder dieser bisherigen Konstruktionen von Tragflächen veränderbarer Tiefe und Wölbung haftet neben erheblichem Gewicht die Schwäche an, daß das Flächenprofil entweder im normalen, oder im ausgeschobenen Zustand, zuweilen auch in beiden und jedem Zwischenstadium strömungstechnisch sehr ungünstige Formen annimmt.

Es wurde daher von vornherein Wert darauf gelegt, daß das veränderliche Profil in jedem Stadium gute Strömungsformen zeigt und im übrigen die Vorrichtung möglichst geringe Zunahme des Fluggewichts bewirkt. Eine günstige Lösung bot das Göttinger Profil Nr. 421, dessen Oberseite in ihrem hinteren Teil einen Kreisbogen darstellt. Denkt man sich ein ringförmiges Stück, das etwa ⅓ der Profildicke stark ist, an der ununterbrochenen Saugseite nach

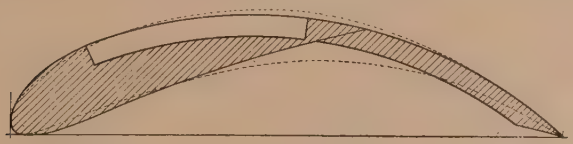

Abb. 3. Das Profil der verstellbaren Tragfläche.

rückwärts herausgeschoben, so entsteht das schraffierte Profil in Abb. 3, das mit dem eingezeichneten Joukowsky Profil, Göttingen Nr. 545, eine gewisse Ähnlichkeit auf-

weist. Es ist offenbar, daß der so entstandene Flügelschnitt außer dem leichten Knick an der Unterseite in keinem Stadium des Herausschiebens eine aerodynamisch ungünstige

Zahlentafel 2.

α^0	$100\ c_a$	$100\ c_w$	$100\ c_m$
— 9,3	47,2	11,5	27,0
— 6,3	48,8	10,7	27,0
— 3,3	55,5	10,3	29,0
— 0,4	73,5	11,5	37,3
0,5	83,3	13,7	42,6
1,4	104,5	13,0	54,3
2,3	117,8	13,1	60,5
5,2	138,1	16,5	65,8
8,1	154,1	20,3	70,2
11,1	160,6	23,3	69,3
14,0	168,4	27,2	70,0
17,0	173,4	30,8	69,8
19,9	178,3	34,9	70,5
25,9	188,0	43,5	71,8
32,1	148,5	54,8	63,7

Form zeigt. Das Profil wurde im Göttinger Windkanal als Nr. 678 nachgemessen und ergab die in Zahlentafel 2 und Abb. 4 angegebene Polare.

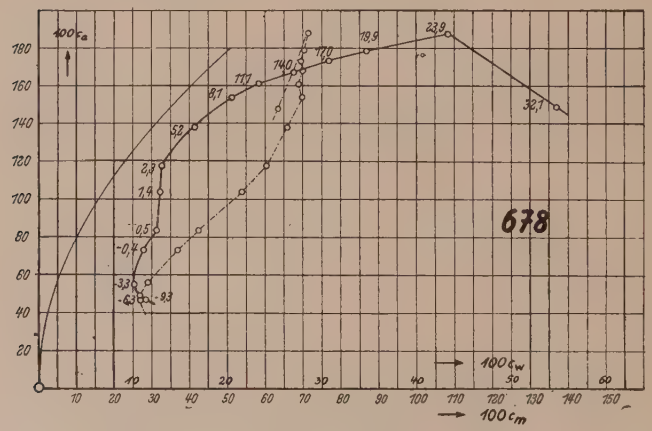

Abb. 4. Polare des Verstellprofils bei größter Tiefe.

c) Allgemeine konstruktive Durchführung.

Bei Inangriffnahme der konstruktiven Lösung der vorliegenden Aufgabe wurde als große Richtlinie festgelegt: Die Konstruktion muß am Hochschulort ohne besondere maschinelle Werkstatteinrichtungen ausführbar sein. Diese Forderung war bestimmend für die Ausführung der veränderbaren Tragfläche in Holz-Leinwand-Bauart unter Verwendung von Stahl und Leichtmetallen für Beschläge und besondere Bauteile.

Der festbleibende Teil, die eigentliche Tragfläche, wird zweckmäßig nur einholmig ausgeführt und kann so eine Aussparung erhalten für den beweglichen Teil. Dieser ist als mehrholmige Tragfläche mit schlankem kreisbogenförmigem Profil ausgebildet und mittels radial geführter V-Streben in dessen Achse gelagert. Die beim Vergrößern der Flächentiefe entstehende Öffnung im Profil bleibt durch eine Metallhaut abgedeckt. Das Aus- und Einziehen des beweglichen Flächenstückes geschieht mittels Seilzügen. Das so kurz skizzierte Prinzip wurde in einem etwa 2 m breiten Versuchsflügel von 1,20 m Flächentiefe ausgeführt, und zahlreiche Belastungsproben erwiesen die Zweckmäßigkeit und hinreichende Festigkeit der Konstruktion.

Es ergibt sich aus der in Abb. 5 ersichtlichen Anordnung, daß die normale Anbringung der Quersteuerung an der Hinterkante der Tragfläche bei dieser Durchbildung nicht beibehalten werden kann. Will man die Querruder nicht als Spreizklappen oder drehbare Flächenenden (wie z. B. bei Daimler L 15) ausführen, so bleibt als zweckmäßigste Bauart die Verlegung in eine untere Tragfläche. Es liegt in der Natur des ganzen Systems, daß dieser Unterflügel möglichst geringen Flächeninhalt haben muß, damit der Wirkungsgrad der Vorrichtung durch das Verhältnis von Flächenbelastung im ausgeschobenen zu Flächenbelastung im normalen Zustande nicht unnötig verschlechtert wird. Das untere Tragdeck wird also am besten nur aus einem torsions- und biegungssteifen Holm bestehen, der die Lager der Querruder trägt und ganz ausgezeichnet zur Lagerung des beweglichen Teiles herangezogen werden kann, wenn man ihm den entsprechenden Abstand von der oberen Tragfläche gibt.

3. Konstruktive Durchbildung der veränderbaren Fläche beim Versuchsflugzeug der T. H. Breslau.

Die Form des einstieligen einfach verspannten 1½-Deckers mit Querrudern im Unterflügel wurde auch für das Versuchsflugzeug, dessen Bau im Frühjahr 1929 begonnen wurde, beibehalten; obgleich hier die obere Tragfläche nur in der Mitte auf eine Breite von 2,72 m veränder-

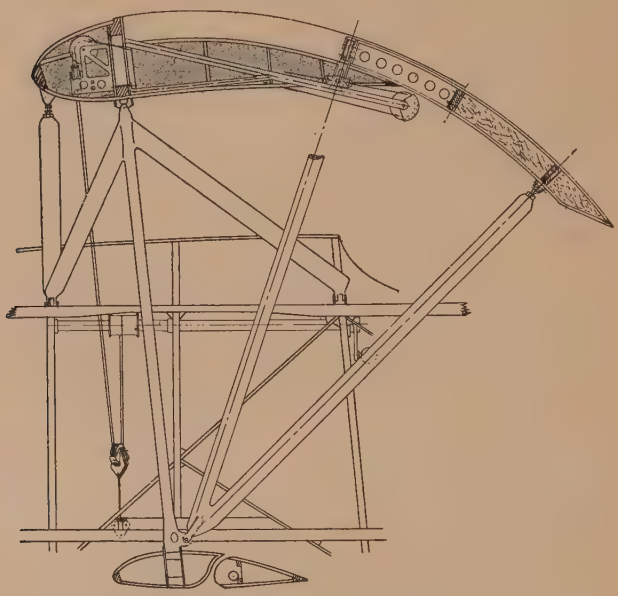

Abb. 5. Schematische Übersicht der Vorrichtung bei einem 1½-Decker.

bar ist. Das hat seinen Grund darin, daß diese Maschine neben der Erprobung des Bewegungsmechanismus im Fluge den Beweis für eine hinreichende Wirksamkeit der Querruder bei der vorliegenden Anordnung erbringen sollte. Zu diesem Zweck wurde der in Abb. 5 dargestellte dem Göttinger Profil Nr. 423 im Umriß ähnliche Flügelquerschnitt mit Spalt konstruiert, der ein vorzeitiges Abreißen der Strömung bei weit ausgeschlagenem Querruder verhüten soll.

Im einzelnen wurde die Konstruktion des Flügels mit der veränderlichen Tiefe nun wie folgt gestaltet: Die Aussparung für den beweglichen Teil erfordert eine Sonderausführung der Rippen im festen Flügel, wobei die Befestigung des kreisbogenförmigen Obergurtes besondere Schwierigkeiten bereitet. Die Konstruktion wurde so durchgeführt, daß dieser Rippengurt erst nach der Flächenmontage aufgebracht und durch 16 mm im Durchmesser messende Öffnungen in den Holmstegwänden geführt wird. Er muß zu diesem Zweck ein Stück gespalten werden und kann dann von beiden Seiten am Sperrholzsteg des Nasenspiers befestigt werden. Die Schwächung des Holmes durch die Bohrungen fällt kaum ins Gewicht und die Rippenfestigkeit ist, wie Belastungsproben ergeben haben, vollständig ausreichend.

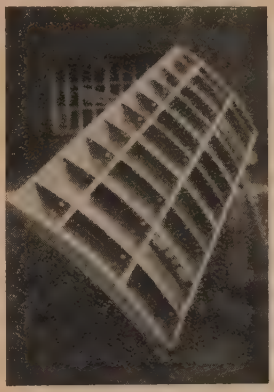

Abb. 6. Der bewegliche Flächenteil vor der Beplankung der Oberseite.

Der bewegliche Teil, etwa 7 cm hoch, wird von 3 Kastenholmen getragen, auf welchen die vorher fertiggestellten kreisbogenförmigen Sperrholzrippen in der üblichen Weise befestigt sind und ist oben und unten mit 0,9 mm starkem Dreifachsperrholz beplankt.

Die radial verlaufenden Kräfte auf das bewegliche Flächenstück werden vom vorderen und hinteren Holm durch 2 Paar V-Streben auf die beiden Stielfußknotenpunkte am Rumpfanschluß der unteren Tragfläche (s. Abb. 7) übertragen. Die V-Streben liegen im Normalzustande aus aerodynamischen Gründen in einer Ebene mit den längeren Streben der beiden den Oberflügel tragenden Dreiecksverbände. Sie bewegen sich infolgedessen beim Herausdrehen auf dem Mantel eines Kegels und sind, da ihre Achse aus konstruktiven Gründen gegen dessen mathematische Achse geneigt ist, in doppelreihigen Kugellagern mit Einstellring gelagert.

Die tangential angreifenden Kräfte werden von zwei gleichen zur Flugzeuglängsachse symmetrischen Kabelzügen aufgenommen, die gleichzeitig das Aus- und Ein-

ziehen des beweglichen Teiles versehen. Das geschieht nun so, daß mittels Kurbel vom Führersitz aus eine auf derselben Welle festgekeilte Seilrolle zwei endlose Kabel betätigt. Jedes Kabel führt von der Seilrolle erst in das Rumpfinnere, um eine zum Einfügen von Spannschlössern hinreichend lange Bahn zwischen Umlenkrolle und oberer Tragfläche zu durchlaufen. Beim Eintritt in den Oberflügel wird jedes Kabel umgelenkt und parallel zum Holm in der

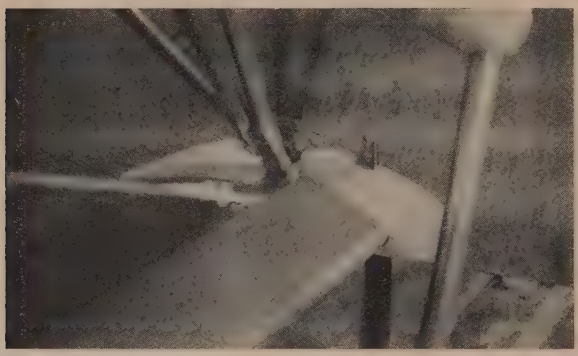

Abb. 7. Hauptknotenpunkt mit Lagerung der beweglichen V-Stiele.

Sperrholznase entlanggeführt, dann über eine Rollenumlenkung durch den Holm nach einer auf einem Stahlrohrbock außerhalb des Tragflächenprofiles sitzenden Seilrolle und von da den gleichen Weg zurück.

Da das im oberen Kabel eingeschaltete Zugstück sich auf einer Geraden bewegt, der entsprechende Beschlag am beweglichen Flächenstück dagegen auf einem Kreisbogen, so können die beiden nicht gelenkig verbunden werden. Wie aus Abb. 8 ersichtlich, bildet der Beschlag am beweglichen Flügelteil zwei radial verlaufende Bahnen, auf denen der Bolzen des Seilzugbeschlages mittels Kugellagers abrollt. Die Abbildung zeigt ferner die Übertragung der Tangentialkräfte auf den mittleren Holm durch eine Kastenrippe, deren vorderes Feld Duraluminium-Stege besitzt. Diese Stege sind durch Nieten mit den durchgehenden Rippengurtleisten und untereinander durch eingenietete U-Profile aus Dural verbunden, die ihrerseits wieder mit den Holmen und dem Zugbeschlag verschraubt sind. Die

Kräfte werden so auf das Gerippe des ganzen Flächenstückes übertragen und ein Herausreißen des vordersten Holmes wird unmöglich gemacht.

Zur Aufnahme von Querkräften senkrecht zur Flugzeuglängsachse ist der bewegliche Teil des Oberflügels seitlich durch besonders verstärkte Kastenrippen begrenzt, die mit einer aufgeschraubten Duralbahn auf je drei tangential angeordneten Rollen laufen. Die Rollen sind normale

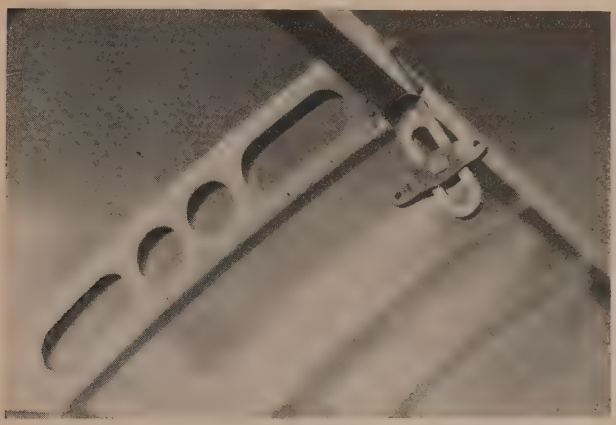

Abb. 8. Seilzugbeschlag mit verstärkter Kastenrippe.

Querkugellager, die mittels kleiner Beschläge in die erste starke Kastenrippe unveränderlichen Profils eingesetzt sind.

Das bewegliche Flächenstück gibt nun beim Herausdrehen einen Raum an der Oberseite der Tragflächen frei, der, wie bereits erwähnt, durch eine Haut abgedeckt werden muß, damit die Saugseite des Profils erhalten bleibt. Das bietet aber Schwierigkeiten, da die wirkenden Luftkräfte die Abdeckhaut von der Profiloberseite abzusaugen versuchen. Die Haut, für die als Material nur Metall in Frage kommt, muß also einesteils an dem wandernden Flächenstück gut geführt sein und anderenteils in sich genug Steifigkeit besitzen, um über dem freiwerdenden Raum die Profilform ohne nennenswerte Änderung zu erhalten.

Im vorliegenden Falle ist nun die Konstruktion aus 0,8 mm starkem Elektronblech in folgender in Abb. 9 wiedergegebener Weise durchgeführt. Die Haut ist in der Flugrichtung in einzelne Felder aufgeteilt, deren Größe der handelsüblichen Breite von Elektronblech und zugleich der doppelten Rippenentfernung entspricht. Jede zweite Spiere des ausschiebbaren Teiles ist als Kastenrippe ausgebildet und kommt mitten unter eine der etwa 14 mm breiten Fugen in der Elektronhaut zu liegen.

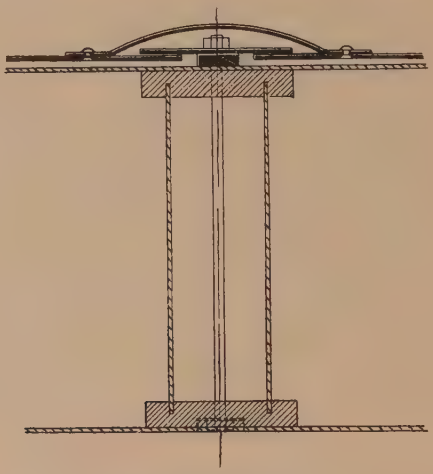

Abb. 9. Gleitschienenführung der Abdeckhaut.

Mittels 2 mm starker durchgehender Schrauben ist nun ein dicker Aluminiumstreifen in der Fuge und ein diese abdeckendes Duralband zu einem festen T-Träger verschraubt, der die Kräfte auf die Elektronhaut aufnimmt. Einerseits, um die Kanten der Hautbleche nicht unter dem Duralstreifen ausbiegen zu lassen, anderseits, um die beim Herausdrehen entstehenden Schlitze abzudecken, ist ein aus Aluminium profiliert getriebener Blechstreifen in der aus Abb. 9 ersichtlichen Weise über die ganze Führung genietet. Am Tragflächenholm entlang sind die Elektronbleche unter und an den Seiten auf die etwa 15 mm überstehende Sperrholzhaut genietet.

Die Führungsschienen der Abdeckhaut sind im Gegensatz zu anderen Konstruktionen veränderlicher Tragflächen die einzigen Stellen des ganzen Bewegungsmechanismus, die selbst bei guter Schmierung durch unerwünschte Reibungskräfte Energie verbrauchen; denn alle Seilrollen laufen auf Kugellagern und durch hinreichend großes Spiel zwischen der verschiebbaren Fläche und den oberen Rippengurtleisten des festen Flächenteiles kann hier ein Berühren bei etwaigen Formänderungen des Flügels unmöglich gemacht werden. Doch läßt sich auch die Reibung in den Führungen, wie später gezeigt wird, noch bedeutend verringern.

Abb. 10. Hauptknotenpunkt am Oberflügel mit beweglichem Flügelstück und Anschlüssen.

Da die Oberseite der Tragfläche durch die Abdeckhaut ganz unverändert bleibt, unterscheidet sich äußerlich das veränderbare Flügelmittelstück im Normalzustand von der sonst unveränderlichen oberen Tragfläche nur durch die in Abb. 10 sichtbaren Verkleidungen der Rollentürme und die für die Bewegung der V-Stiele in der Sperrholzbeplankung der Unterseite ausgesparten Schlitze.

Im übrigen waren die Hauptgesichtspunkte für Entwurf und Konstruktion des Flugzeuges, dessen Daten der Abb. 11 zu entnehmen sind, von dem Zweck des Baues diktiert:

Die Maschine sollte, ohne die eingebaute Neuerung äußerlich zu betonen, der Erprobung der Tragfläche ver-

änderbarer Flächentiefe und Wölbung bei Versuchsflügen über dem Flughafen Breslau-Gandau dienen. Es sollte, neben der Feststellung der mit der Rechnung übereinstimmenden Verkürzung der Start- und Landestrecke, vornehmlich die Wirkung der Luftkräfte auf die Metallhaut der Saugseite und die damit zusammenhängende Reibung in den Führungsschienen und Größe der Kabelkräfte im Bewegungsmechanismus untersucht, ferner die hinreichende Wirksamkeit der Querruder in der vorliegenden Ausführung festgestellt werden. Schließlich sollte das Flugzeug als erste

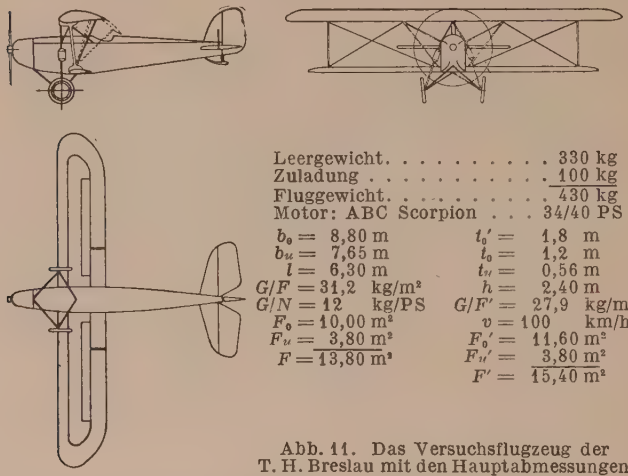

Abb. 11. Das Versuchsflugzeug der T. H. Breslau mit den Hauptabmessungen.

vom Versuchsflugzeugbau der Technischen Hochschule Breslau herausgebrachte Maschine in allgemein konstruktiver und werkstattmäßiger Ausführung für weitere Bauten als Grundlage und Muster dienen.

Unter der Betriebsleitung des Verfassers wurde der Bau des Versuchsflugzeuges, dessen Gesamtansicht die Abb. 12 zeigt, im Januar 1930 vollendet und die Maschine über dem Flughafen Breslau-Gandau eingeflogen. Die Mitteilungen über Flugleistungen und die Versuchsergebnisse sind einem späteren Bericht vorbehalten, der nach Abschluß der Versuche von Prof. Schmeidler gemeinsam mit dem Verfasser veröffentlicht werden soll.

Abb. 12. Gesamtansicht des ausgeführten Versuchsflugzeuges.

4. Ein Flugzeug mit über die ganze Spannweite veränderbarer Tragfläche.

a) Der Entwurf des Flugzeuges.

Der vorliegende Flugzeugentwurf soll sich als Weiterentwicklung möglichst eng an das bereits ausgeführte Versuchsflugzeug anlehnen, zugleich aber in bezug auf die Flugeigenschaften den an ein brauchbares Kleinflugzeug normaler Bauart gestellten Forderungen Rechnung tragen. Diese führen neben dem Einbau eines Passagiersitzes und eines stärkeren Motors in erster Linie zu einer Änderung des Umrisses der oberen und der Anordnung der unteren Tragfläche.

Der Haupttragflügel in der beim Versuchsflugzeug verwendeten Form mit durchgehend gleicher Profiltiefe hat wohl in der werkstattmäßig einfachen und damit billigen Ausführung seinen Vorteil, ist aber in aerodynamischer und statischer Hinsicht und auch in den Flugeigenschaften einem Flugzeug mit nach den Enden zu abnehmender Tragflächendicke und -tiefe unterlegen.

Der Unterflügel wird dagegen zweckmäßig seinen Umriß beibehalten, aber zur Erzielung besserer Lande- und Kurvenflugeigenschaften V-förmig gestellt werden. Damit ist zugleich ein statischer Vorteil erreicht, da die auf Knickung beanspruchten Außenstiele kürzer werden, was wieder eine erhebliche Gewichtsersparnis zur Folge hat.

Beide Änderungen lassen sich ohne Beeinträchtigung der Konstruktion der veränderlichen Flügeltiefe dann ausführen, wenn man den Grundriß der oberen Tragfläche trapezförmig gestaltet und die Profile proportional verjüngt; dann geht nämlich der bewegliche Teil, der früher einem Zylindermantel glich, in die Form eines Kegelmantels über, für den durch V-Stellung des Unterflügels die Drehachse geschaffen wird.

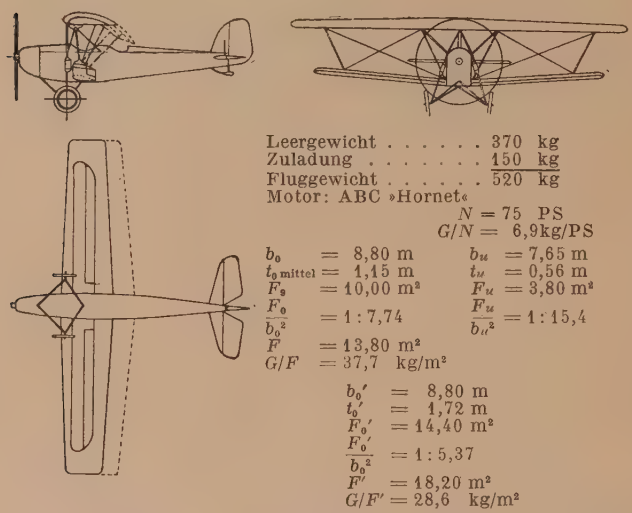

Abb. 13. Entwurf eines zweisitzigen Sportflugzeuges mit verstellbarem Oberflügel.

Auf diese Weise ist die Tragflächenform und -anordnung bei dem vorliegenden in Abb. 13 dargestellten Entwurf entstanden. Um die V-Stellung des Unterflügels in gewissen Grenzen zu halten, ohne dabei auf stark abnehmendes Profil zu verzichten, sind bei diesem Flugzeug die Sehnen der Profile beider Hälften des Oberflügels in eine gemeinsame Ebene gelegt. Dadurch wird erreicht, daß die höchste Mantellinie des vom beweglichen Teil beschriebenen Kegelstumpfes gegen die Horizontale geneigt ist, die untere Tragfläche mit der Drehachse infolgedessen weniger stark V-förmig stehen kann.

Die obere Tragfläche hat auf diese Weise ein von 1,35 auf 0,95 m Tiefe abnehmendes Profil bei einer V-Stellung des Unterflügels von $5\frac{1}{2}^0$. Infolge der so vor Bodenberührung besser geschützten unteren Tragfläche können die Querruder bis zum Flächenende durchgeführt und damit noch wirksamer gestaltet werden als im Versuchsflugzeug.

Das bewegliche Flächenstück ist in der Flugzeugmitte unterbrochen und läßt beim Ausschieben einen 40 cm breiten Sichtausschnitt über dem Führersitz offen. Im übrigen ist der vorliegende Entwurf in Formgebung und konstruktivem Aufbau weitgehend an die Durchbildung des vorher beschriebenen Versuchsflugzeuges angelehnt. Da der vorgesehene Motor im Prinzip den gleichen Bau des dort verwendeten hat und der Fluggastsitz im Maschinenschwerpunkt angeordnet ist, so erstrecken sich die Unterschiede der Durchbildung von Rumpf und Fahrwerk im wesentlichen auf eine dem höheren Fluggewicht entsprechende kräftigere Ausführung.

b) Auswertung des rechnerischen Leistungsnachweises.

Für den mit seinen Hauptdaten in Abb. 13 dargestellten Entwurf wurde der rechnerische Leistungsnachweis nur soweit erbracht, als er notwendig ist zur Erkenntnis der Vorteile der vorliegenden Konstruktion zur Veränderung von Tragflächentiefe und Profilwölbung im Fluge.

Führt man das Gewicht des beweglichen Flächenstückes einschließlich der dazu gehörenden Streben mit 50 kg in die Rechnung ein, so ergibt sich eine Verschiebung des Flugzeugschwerpunktes beim Vergrößern der Fläche um etwa 5,3 cm in horizontaler und 2,4 cm in vertikaler Richtung. Das wurde berücksichtigt unter Zugrundelegung der Einstellwinkel $\alpha_0 = -2^0$ und $\alpha_u = 6^0$ bei der Ermittlung der Konstanten zur Berechnung des Einflusses von Schränkung, Staffelung und Flügelabstand bzw. Schwerpunktslage auf die gegenseitige Induktion der Flügel bzw. die auftretenden Momente (siehe Abb. 14).

Die Polare der Doppeldeckerzelle (Abb. 15) konnte mangels weiterer Messungsergebnisse nur in kleinem Bereiche und nur für die Fälle größter und kleinster Flächentiefe unter Vernachlässigung der Spaltkonstruktion des Unterflügels berechnet werden, was aber auf das Ergebnis bestimmt ohne nennenswerten Einfluß ist.

Aus dem unter Annahme eines Beiwertes der nichttragenden Flugzeugteile von $c_{ws} = 0{,}035$ und eines $\eta_{max} = 62\%$ aufgestellten Diagramm Abb. 16 lassen sich folgende Schlüsse auf die Leistungen der Maschine ziehen: Die Wahl eines »Geschwindigkeitspropellers« mit bestem Wirkungsgrad bei 29 m/s ergibt durch die veränderbare

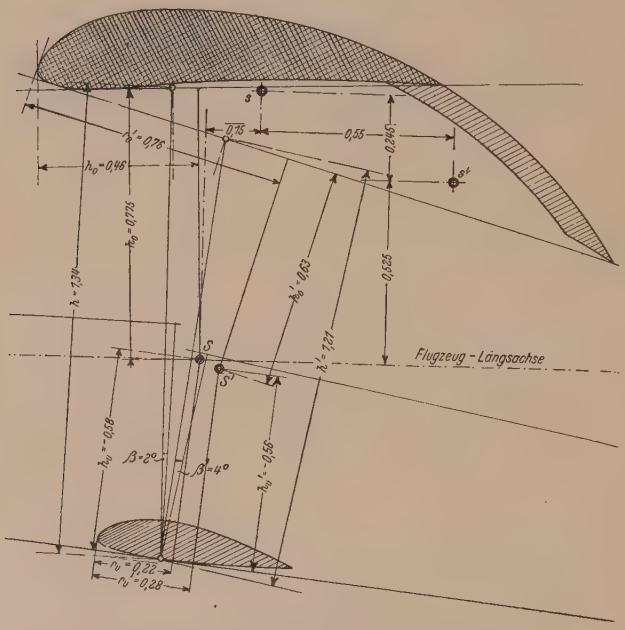

Abb. 14. Ermittlung der Konstanten für die Berechnung von Induktion und Momenten der Tragflächen.

Tragfläche einen Geschwindigkeitsbereich von 72,5 bis 139 km/h. Die größte Steigfähigkeit am Boden tritt im Normalzustand auf und beträgt 3,85 m/s. Sie kann durch Wahl eines »Steigpropellers« im vorliegenden Fall nicht erhöht aber in den Bereich der vergrößerten Tragfläche verlegt werden. Die Höchstgeschwindigkeit des Flugzeuges wird aber damit bedeutend herabgesetzt und es empfiehlt sich doch den Geschwindigkeitspropeller beizubehalten

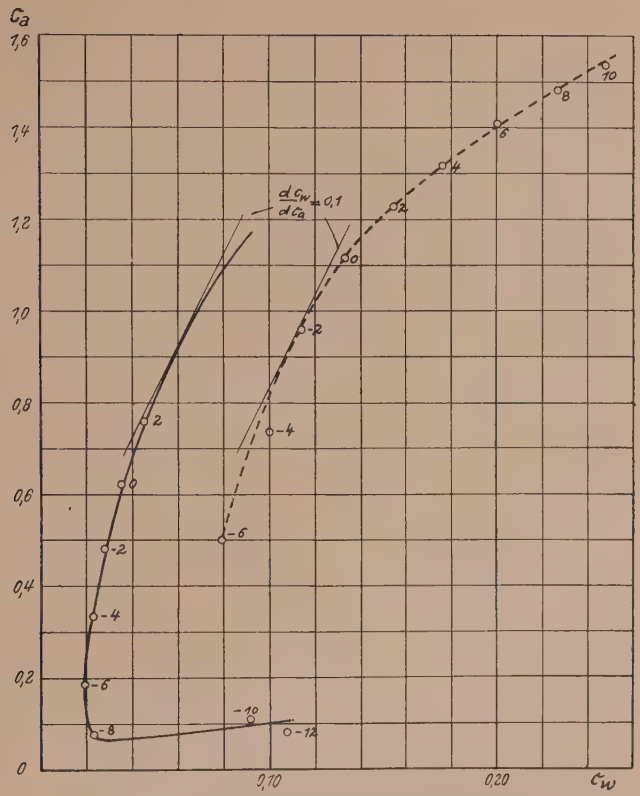

Abb. 15. Die Polare der Doppeldeckerzelle in den beiden Extremfällen.

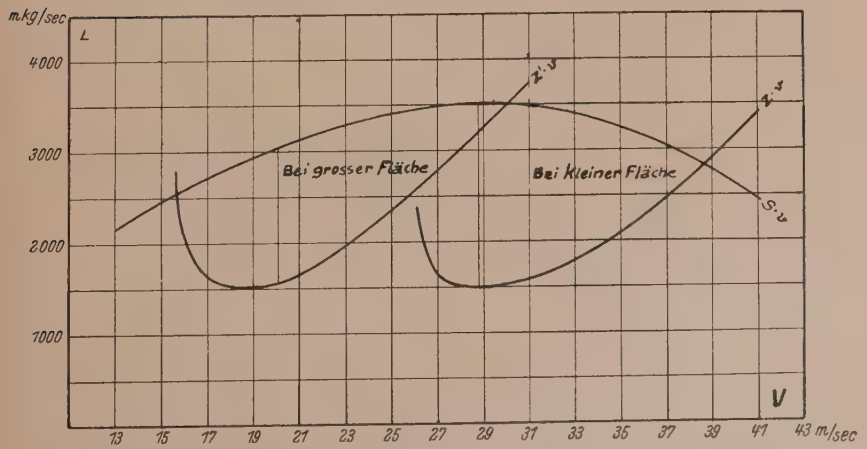

Abb. 16. Leistungsdiagramm der Maschine bei größter und kleinster Fläche.

und sofort nach dem Abheben vom Boden die Flächenverkleinerung vorzunehmen. Berücksichtigt man die Ab-

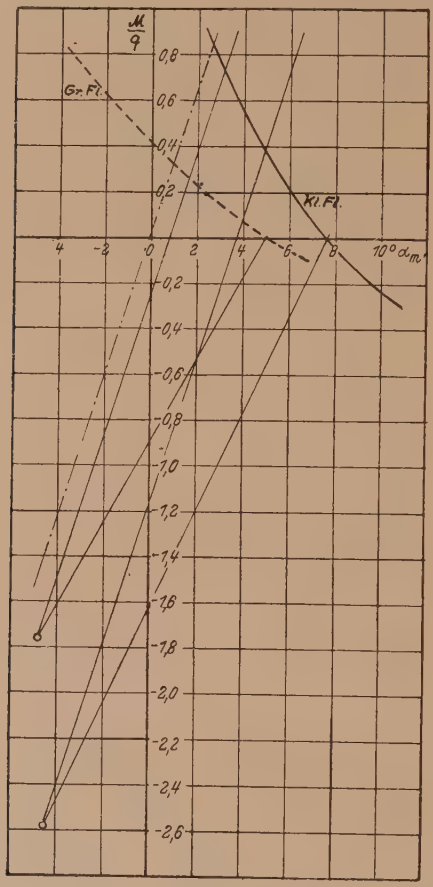

Abb. 17. Ermittlung der Höhenleitwerksdimensionen.

nahme der Motorleistung mit der Luftdichte nach der Erfahrungsformel

$$\frac{N}{N_0} = \left(\frac{\varrho}{\varrho_0}\right)^{1,4},$$

so ergibt sich eine Steiggeschwindigkeit von 1000 m in etwa 5 min.

Die Startstrecken bei größter und kleinster Fläche betragen 83 m bzw. 179 m und zeigen eine Startverkürzung um $> 53\%$, die Landestrecken eine Verkürzung um $> 52\%$ (180 m bzw. 248 m).

Die in den beiden Extremfällen auftretenden Momente würden bei einer Höhenleitwerksgröße von 1,42 m^2 (vgl. Abb. 17) eine Flossenverstellung um etwa 3^0 erforderlich

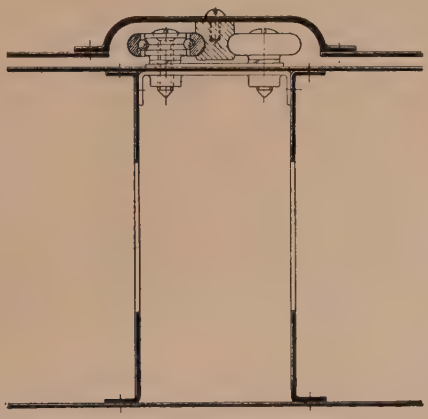

Abb. 18. Rollenführung der Metallhaut an der Saugseite.

machen, die infolge ihrer Geringfügigkeit vernachlässigt und durch minimale Ruderausschläge ersetzt werden kann. Sollte aus irgendwelchen Gründen die hier vorgesehene Schwerpunktslage nicht innegehalten werden können, so müßte eine der bekannten Konstruktionen von im Fluge zu betätigender Flossenverstellung vorgesehen werden, die dann zweckmäßig mit dem Bewegungsmechanismus der Flächenverstellung zu kuppeln wäre.

Es ist wahrscheinlich, daß bei großen veränderlichen Flächen die Reibung in den Gleitschienen zu stark und ein Betätigen von Hand unmöglich wird. Dieses Anwachsen der gleitenden Reibung wird vermieden, wenn man die Führungen der Abdeckhaut nach der in Abb. 18 dargestellten Konstruktion ausführt. Der Querschnitt zeigt

in 1½facher Vergrößerung über dem in Metall ausgeführten beweglichen Flächenteil zwei Kugellagerrollen, die in eine an die Haut geschraubte Elektronschiene eingreifen. Die Rollenpaare werden je nach der Flächenbelastung des betreffenden Flugzeuges in mehr oder weniger großen nach der Profilhinterkante zunehmenden Abständen angeordnet und können bei fertig montiertem beweglichem Flächenteil angebracht und ausgewechselt werden. Die übrige Ausführung der auch bei Holzbau der Tragfläche anwendbaren Konstruktion entspricht im Prinzip der in Abb. 9 wiedergegebenen.

5. Vorschlag zur Konstruktion eines Anhängerflugzeuges.

Um ein Beispiel für die zahlreichen Anwendungsmöglichkeiten einer im Fluge veränderbaren Tragfläche zu geben, sei auf ein erst im Anfang der Entwicklung stehendes Gebiet des Flugwesens hingewiesen, für das die vorliegende Konstruktion in hohem Maße Bedeutung hat: Der fliegende Schleppzug. Wie auch A. Lippisch in seiner in den Berichten des Forschungsinstitutes der Rhön-Rossitten-Gesellschaft veröffentlichten Abhandlung über den Schleppzug angibt, sind leicht belastete Anhängerflugzeuge vorteilhaft, die auf den schleppenden »fliegenden Motor« einen Teil ihrer Antriebskraft übertragen. Nach dem Abkuppeln des Schleppseiles ist aber das Anhängerflugzeug mit denselben Nachteilen behaftet wie ein sehr leichtes Motorflugzeug; d. h., es kann, ganz abgesehen von der unruhigen Fluglage in Böen, gegen starken Wind nicht aufkommen und wird gegebenenfalls ganz abgetrieben. Durch Verkleinern der Fläche und Profilwölbung kann hier die Anhängermaschine ebenso wie ein gleich ausgestattetes leichtes Motorflugzeug den Windverhältnissen gut angepaßt werden.

Abb. 19 zeigt den Vorschlag für ein viersitziges Anhängerflugzeug einfacher Ausführung mit rechteckigen und trapezförmigen Flächen- und Leitwerksumrissen, die sich billig herstellen lassen. Die Auskreuzung der Zelle geschieht nicht durch Kabel, sondern durch eine Diagonalstrebe. Zur Vermeidung einer übermäßigen Schräglage der Flugzeuglängsachse beim Gleitflug mit großer Fläche ist ein Vorschwenken des ganzen Flächensystems um die Achse der Querruderbetätigung im Unterflügel vorgesehen, so daß die Längsachse der Maschine annähernd horizontal bleiben

kann. Die Sitze der vier Insassen befinden sich in einer Kabine von des Höhe eines geschlossenen Kraftwagens und sind zur Erzielung geringer Rumpfbreite gegeneinander versetzt. Der Führer hat seinen Platz auf dem vorderen Sitz der linken Seite. Das Fahrgestell wird nach dem Start abgeworfen oder eingezogen und das Flugzeng landet auf einer dicht am Rumpf liegenden gefederten Kufe.

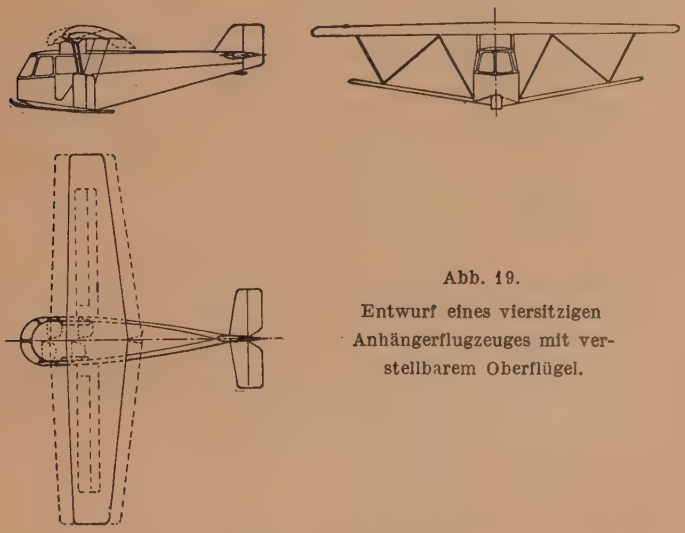

Abb. 19.

Entwurf eines viersitzigen Anhängerflugzeuges mit verstellbarem Oberflügel.

Zusammenfassung.

In vorliegender Arbeit wird nach einer Besprechung der Wege zur Verkürzung der Start- und Landestrecke von Flugzeugen ein Vorschlag von Prof. Schmeidler in seiner aerodynamischen und allgemein konstruktiven Durchführung behandelt. An der Hand einer bereits ausgeführten Konstruktion, des Versuchsflugzeuges der Technischen Hochschule Breslau, wird die konstruktive Durchbildung einer Tragfläche mit im Fluge teilweise veränderbarer Flächentiefe und -wölbung eingehend beschrieben. Auf Grund der ausführlichen Nachrechnung eines Flugzeugentwurfes mit über die ganze Spannweite veränderbarem Oberflügel werden erreichbare Bestwerte für Start- und

Landestreckenverkürzung festgestellt und anschließend konstruktive Verbesserungen für den Bau dieser Maschine angegeben. Der Bauvorschlag für ein Anhängerflugzeug verweist schließlich auf ein weites Anwendungsgebiet der oben behandelten praktisch ausführbaren Konstruktion einer im Fluge veränderbaren Tragfläche, deren Vorteile kurz zusammengefaßt:

Kurzes An- und Ausrollen bei relativ hoher Fluggeschwindigkeit und großer Anpassungsfähigkeit an die jeweiligen Windverhältnisse sind.

Bedeutung der benutzten Formelzeichen.

G	(kg)	Fluggewicht,
F	(m^2)	Flügelfläche,
N	(PS)	Motorleistung,
S_0	(kg)	Schraubenzug am Stand,
S	(kg)	Propellerzugkraft,
σ	(m^2)	Abnahmefaktor des Schraubenzuges,
μ		Bodenreibungskoeffizient,
γ	(kg/m^3)	Luftwichte,
ϱ	(γ/g)	Luftdichte,
η		Schraubenwirkungsgrad,
v	(m/s)	Bahngeschwindigkeit,
v_0	(m/s)	Waagerechtgeschwindigkeit mit η_{max},
s	(m)	Startstrecke,
q	(kg/m^2)	Staudruck,
b	(m)	Spannweite,
t	(m)	Flügeltiefe,
λ		Seitenverhältnis,
α^0		Anstellwinkel,
c_a		Auftriebsbeiwert,
c_w		Widerstandsbeiwert,
$c_{w\,ges.}$		» des ganzen Flugzeuges,
c_{ws}		» der nichttragenden Teile,
M	(mkg)	Luftkraftmoment.

Es bezieht sich der Index

0 auf die obere Tragfläche,
u » » untere Tragfläche,
H » das Höhenleitwerk,
1 » » Rollen des Flugzeuges,
2 » » Steigen des Flugzeuges.

Literaturverzeichnis.

Blenk, Startformeln für Flugzeuge, DVL-Bericht 59.
Fuchs-Hopf, Aerodynamik.
Gastambide, Tragfläche für Flugzeuge aus mehreren in der Flugrichtung gegeneinander verschiebbaren Teilen. Patentschrift.
Lippisch, Der Schleppzug. Veröffentlichungen des Forschungsinstitutes der Rhön-Rossitten-Gesellschaft e. V. Nr. 2, 1929.
Loeßl, Aus der Praxis des Gemischtbaues. Fortschritte der Luftfahrt, Jahrb. 1929/30.
Mises, Fluglehre.
Prandtl, Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen. I.—III. Lieferung.
Pröll, Die Startstrecke bei Flugzeugen. ZFM 1926.
Schmeidler, Über die Verkürzung der Start- und Landestrecke eines Flugzeuges. Festschrift zur Einweihung des Erweiterungsbaues der Technischen Hochschule Breslau 1928.
Schrenk, Zur Berechnung der Flugleistungen ohne Zuhilfenahme der Polare. DVL-Bericht Nr. 74.

Abkürzungen:

ZFM Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt,
DVL Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt.

Meinem hochverehrten Lehrer, Herrn Professor Dr. phil., Dr.-Ing. e. h. W. Schmeidler, dem Begründer und Leiter des Versuchs-Flugzeugbaues der Technischen Hochschule zu Breslau, möchte ich an dieser Stelle aufrichtigen Dank sagen für die wertvollen Anregungen, auf Grund deren die vorliegenden Arbeiten begonnen wurden und das große Interesse, das er jederzeit für ihre Fortschritte bekundet hat. Herzlich danke ich ferner der Notgemeinschaft der Deutschen Wissenschaft, die mir durch die Bewilligung eines Forschungsstipendiums die Durchführung der Arbeiten ermöglichte.

Lebenslauf.

Am 8. Januar 1902 wurde ich als Sohn des Oberpostsekretärs A. Jaeschke in Saarau, Krs. Schweidnitz, in Schlesien geboren. Ostern 1921 bestand ich die Reifeprüfung an der Oberrealschule zu Freiburg/Schles. und begann nach halbjähriger praktischer Tätigkeit im Winter-Semester 1921/22 das Studium an der Technischen Hochschule zu Breslau. Nach vier Semestern bestand ich das Vorexamen und am 1. November 1926 die Diplom-Hauptprüfung der Fakultät für Maschinenwirtschaft. Mit dem gleichen Tage wurde ich Assistent von Prof. Schmeidler, unter dessen Leitung ich bis heute an der Lösung flugwissenschaftlicher Forschungsaufgaben arbeitete.